

# 고체 로켓 내부 그레인 유체-구조-연소 통합 해석

한상호\* · 최희성\* · 민대호\* · 황찬규\*\* · 김종암\*\*\*

## ALE based Fluid-Structure-Interaction Simulation of Solid Propellant Rocket

Sangho Han\* · Hee Sung Choi\* · Dae Ho Min\* · Changyu Hwang\*\* · Chongam Kim\*\*\*

### ABSTRACT

The Arbitrary Lagrangian-Eulerian(ALE, in short) method is the new description of continuum motion, which combines the advantages of the classical kinematical descriptions, i.e. Lagrangian and Eulerian description, while minimizing their respective drawbacks. In this paper, the ALE description is adapted to simulate fluid-structure interaction problems. An automatic re-mesh algorithm and a fluid-structure coupling process are included to analyze the interaction and moving motion during the 2-D axisymmetric solid rocket interior FSI phenomena simulation.

### 초 록

본 논문은 유동과 구조물간의 상호작용으로 인해 유체나 구조, 한 쪽 분야에서의 접근으로는 한계가 있는 고체 로켓 내부 유동-구조-연소 결합 문제를 해결하기 위해 FSI를 이용한 전산해석을 목적으로 한다. ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian) 기술 방식을 도입하여 계산 격자의 움직임을 허용하면서도 격자에 대한 연속체 입자의 상대운동이 가능하도록 하였다. 유체 영역의 해석 프로그램은 2차원 압축성 비정상 유동 해석을 위한 오일러 방정식을 ALE 형태를 변형시켜 적용 하였고, 고체 영역의 해석 프로그램은 ALE를 고려한 2차원 동적 유한 요소 방법을 사용하였다.

Key Words: Solid propellant rocket, FSI, ALE

### 1. 서 론

일반적으로 로켓은 추진제의 구성 재료에 따라 고체 추진 로켓과 액체 추진 로켓, 그리고 이

들을 혼합하여 사용하는 하이브리드형 로켓으로 나눌 수 있다. 이 중 고체 로켓의 경우 내부 그레인의 연소 환경은 고온, 고압의 유동에 의해 매우 복잡한 양상을 띠게 된다. 로켓 내부의 그레인은 추진력을 얻는데 필수적인 연소 현상에 의해 형상이 변형되며 고압의 유동에 의한 구조적 하중을 받게 되므로 변형의 정도와 형태를 파악하는 것은 쉬운 일이 아니다. 그리고 이

\* 서울대학교 항공우주공학과

\*\* 서울벤처정보대학원

\*\*\* 서울대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: chongam@snu.ac.kr

형상 변형은 추진 가스의 유동 영역을 변화시키므로 유동 특성이 바뀌고 이는 다시 고체면의 연소율과 구조적 하중을 변화시킨다. 이렇게 상호 연관된 로켓 내부의 현상은 개별 분야의 연구를 통한 단일 영역의 해석을 통해서만 한계가 있다[1]. 그러므로 본 연구에서는 앞서 언급한 유체-구조 연계 해석에 필요한 기법에 간단한 연소 모델을 적용하여 로켓 내부 현상을 파악하기 위한 기본적인 해석 프로그램을 개발하는 것을 목표로 하였다. 이를 위해 ALE기법에 기반을 둔 유동, 구조, 연소의 개별 해석 프로그램을 각각 개발하였고 개별 코드를 통합하여 해석하기 위한 통합 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다. 그리고 각 해석 영역의 변화에 능동적으로 대처하기 위한 자동 격자 생성 방법에 대한 연구도 함께 수행하였다.

## 2. 수치 기법

### 2.1 ALE 운동 기술 방법

전통적으로 연속체 역학에서의 운동 기술 방식으로는 Lagrangian 기술 방식과 Eulerian 기술 방식이 사용하였다. Lagrangian 기술 방식은 공간상을 운동하는 개개의 연속체 입자에 고정된 점을 따라가면서 그 성질을 기술하는 방식으로 고체·구조 역학 분야에서 주로 사용되며, Eulerian 기술 방식은 공간상에 고정된 한 점을 지나가는 연속체 입자들의 성질을 시간에 대한 함수로 표현하는 기술 방식으로 주로 유체역학에서 사용된다.

각 기술 방식을 전산 해석에 적용할 경우, Lagrangian 방식은 과도한 입자의 운동을 수반하는 문제의 경우에는 격자가 꼬이는 등의 문제가 발생할 수 있다. Eulerian 방식은 상대 운동하는 여러 상의 유동 해석을 수행할 경우, 상 경계를 정의함에 어려움이 있고 격자의 크기에 의해 수치해의 정확도가 영향을 받는다는 단점이 있다.

전통적으로 사용되어온 두 가지 운동 기술 방식의 장점을 유지하면서 위와 같은 단점을 극복

하기 위해 ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian) 기술 방식이 Noh (1964), Frank and Lazarus (1964), Trulio (1966), and Hirt et al (1974)에 의해 고안되었다[2,3]. 이 기법은 계산 격자의 움직임을 허용하면서도 계산 격자에 대한 연속체 입자의 상대운동이 가능하다.

### 2.2 유체 지배 방정식

2차원 압축성 비정상 유동 해석을 위해 사용되는 질량, 운동량, 에너지 보존식은 ALE 형태로 변형된 Euler 방정식(eq.1)을 이용하였다. 이 용된 식은 다음과 같다. 하점자 c는 격자 속도와 입자 속도간의 상대속도를 의미한다. 공간 이산화 방법으로는 3차 Roe FDS 기법에 alpha-mean 제한자를 결합한 SLIP 기법을 사용하였으며 시간 차분법으로는 4차의 R-K 기법을 사용하였다.

$$\frac{d}{dt} \iint W dx dy + \int (F dy - G dx) = 0$$

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho u_c \\ \rho u u_c + p \\ \rho u v \\ \rho E u_c + p u \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} \rho v_c \\ \rho v u_c + p \\ \rho v v_c + p \\ \rho E v_c + p v \end{pmatrix} \quad (1)$$

### 2.3 구조 지배 방정식

고체 부분 해석을 위해 필요한 ALE 형태의 2차원 동적 유한요소 방정식으로부터 가상일의 원리는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \delta \dot{u}_i^B \left[ \int_V \rho N^A N^B dV \right] \dot{u}_i^B - \delta \dot{u}_i^A \left[ 2 \int_V \rho N^A \frac{\partial N^B}{\partial X_j} \frac{\partial \dot{X}_j}{\partial t} dV \right] \dot{u}_i^B \\ & + \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \rho N^A \frac{\partial \dot{X}_j}{\partial t} \frac{\partial N^B}{\partial X_j} n_k da \right] \dot{u}_i^B - \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \rho N^A \frac{\partial \dot{X}_j}{\partial t} \frac{\partial^2 \dot{X}_k}{\partial t \partial \xi^\alpha} \frac{\partial \xi^\alpha}{\partial X_k} \frac{\partial N^B}{\partial X_j} dV \right] \dot{u}_i^B \\ & - \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \rho N^A \frac{\partial^2 \dot{X}_j}{\partial t \partial \xi^\alpha} \frac{\partial \xi^\alpha}{\partial X_k} \frac{\partial \dot{X}_k}{\partial t} \frac{\partial N^B}{\partial X_j} dV \right] \dot{u}_i^B - \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \rho \frac{\partial N^A}{\partial X_k} \frac{\partial \dot{X}_j}{\partial t} \frac{\partial N^B}{\partial X_j} dV \right] \dot{u}_i^B \\ & + \delta \dot{u}_i^A \left[ 2 \int_V \rho N^A \frac{\partial^2 \dot{X}_k}{\partial t \partial \xi^\alpha} \frac{\partial \xi^\alpha}{\partial X_j} \frac{\partial \dot{X}_j}{\partial t} \frac{\partial N^B}{\partial X_k} dV \right] \dot{u}_i^B - \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \rho N^A \frac{\partial^2 \dot{X}_j}{\partial t^2} \frac{\partial N^B}{\partial X_j} dV \right] \dot{u}_i^B \\ & + \delta \dot{u}_i^A \left[ \int_V \frac{\partial N^A}{\partial X_j} C_{ijkl} \frac{\partial N^B}{\partial X_l} dV \right] \dot{u}_i^B - \delta \dot{u}_i^A \int_{\partial V} f_i N^A da = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

### 2.4 연소 모델

고체 연료 면에서의 연소 과정을 해석하기 위해서 1D transient burning model이 사용되었다. 고체 연료는 유동에 의해 표면에서 가열되어 특정 온도 이상에서 점화가 일어난다고 가정하였고 일단 점화가 일어나면 pyrolysis law에 의해

서 연소 속도가 결정되며 이에 의해 고체 연료 표면에서 질량 유량이 발생한다고 가정하였다.

## 2.5 통합 해석

본 연구에서는 연구의 목적상 형태가 복잡하고 변형되는 해석 영역을 다룰 수 있는 격자가 요구되고, ALE 기술 방법의 특성상 격자의 주기적인 갱신과정이 자동적으로 이루어져야 하는 이유로 비정렬 격자를 사용하였다. 유체와 구조의 경계면에서의 경계조건은 Neumann 경계조건과 Dirichlet 경계조건을 사용한다.

## 3. 로켓 모델링 및 해석 결과

### 3.1 로켓 모델링

로켓의 형상은 Fig. 1에 나타내었다. 유체와 구조 영역 모두 2D 축대칭 형상으로 가정하였으며 점화 로켓에서 분사되는 고온 고압의 가스에 의하여 고체 추진제 표면에서 점화가 일어나며 추진제 전 표면에 점화가 확산되어 유동 영역의 변수들이 일정한 값을 갖게 되는 정상 상태까지 해석을 수행하였다.

고체 추진제는 점탄성 재료 모델(Generalized Maxwell viscoelastic model)을 사용하였고, 케이스는 선형 탄성 재료 모델(Linear Elastic model)을 사용하였다. 재료 특성은 앞서 결함 평가 모티에 사용된 재료 특성 값을 사용하였다.



Fig. 1 Rocket modeling geometry for numerical simulation

### 3.2 추진제 그레인 재료 모델

고체 추진제의 비선형 재료 특성 모사를 위하여 Arruda-Boyce 비선형 탄성 모델 (이하 Arruda-Boyce 모델)을 사용하였으며 점탄성 재료 특성을 모사하기 위하여 generalized Maxwell model을 사용하였다. 점탄성이란 물체에 힘을

가했을 때 탄성변형과 점성을 지닌 흐름이 동시에 나타나는 현상으로 점탄성인 경우에는 원상태로 복원될 때까지 탄성체보다 더 많은 시간이 걸린다[4].

### 3.3 해석 결과

해석 프로그램을 이용하여 주어진 형상의 로켓 내부의 압력이 시간에 대한 변화가 거의 없어지는 정상 상태까지 해석을 수행하여 보았다. 다음의 Fig. 2는 초기에 로켓 전방부 내부에서 점화가 일어나는 과정의 온도 분포를 시간에 따라 나타내었다. 함께 도시한 유선(streamline)을 통해 초기 상태에서 점화 장치에 의해 유동이 생성되고 이로 인해 고체 연료가 점화, 연소됨에 따라 고체 연료 표면에서의 질량 유량이 발생함을 확인할 수 있다.

Figure 3는 초기 상태에서 약 0.8초 후의 연소에 의한 유동 영역의 변화를 나타낸 것으로 연소에 의해 고체 연료가 변형되었음을 확인할 수 있다. 초기 상태의 유동영역과 비교하여 약 7.8%의 추진제가 연소된 것을 알 수 있었다.

고체 추진제에 탄성 재료 모델과 점탄성 재료 모델을 적용하여 두 재료 모델에 대한 비교를 하였다. 탄성 재료 모델은 Arruda-Boyce 비선형 탄성 모델을 사용하였고, 점탄성 재료 모델은 generalized Maxwell 점탄성 모델을 사용하였다.

변위 측정 결과는 Fig. 4에 나타내었다. A지점과 B 지점은 Fig. 1에 도시하였으며 붉은 선은 탄성 재료 모델의 변위, 파란 선은 점탄성 재료 모델의 변위이다. 검은색 원으로 표시한 부분에서 탄성 재료 모델과 점탄성 재료 모델의 변위 차이가 나는 것을 알 수 있다. 이것은 점탄성 재료 모델의 점성 효과 때문이다. Fig. 5에 점탄성 재료 모델을 나타내었다. 초기에 이 점탄성 재료 모델에 빠른 속도로 힘이 가해지면 탄성의 특성을 가지는 스프링  $\mu_0$ ,  $\mu_1 \sim \mu_N$ 에 의해 재료의 변형이 발생한다. 그 후 시간이 지남에 따라 점성 특성을 가지는 댐퍼 (dashpot)  $\eta_1 \sim \eta_N$ 의 작용에 의해 탄성 스프링  $\mu_1 \sim \mu_N$ 이 초기 상태로 복귀하게 되고, 마지막에는 탄성 스프링  $\mu_0$ 만이 작용하게 되기 때문이다.

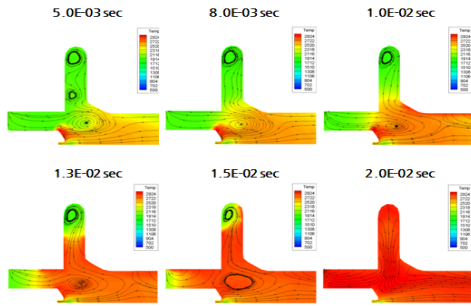


Fig. 2 The burning and flow development process in front areas of the combustion chamber

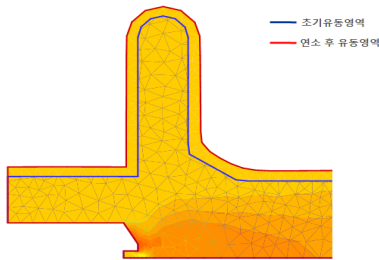


Fig. 3 The change of fluid domain at  $t=0.786$  sec, compared to initial fluid domain

#### 4. 결 론

고체 로켓 내부에서 발생하는 물리적인 현상을 해석하기 위해 기존의 운동 기술 방식과는 다른 ALE 기술 방식에 대한 연구를 진행하였다. 공신된 실험치를 확보하기 힘든 고체연료 로켓 해석 문제의 특성상 본 연구에서의 해석 결과를 정확히 비교할 수는 없었지만 유동과 구조물의 변형을 동시에 해석할 수 있었고 또 그 결과가 잘 알려진 물리적인 현상을 잘 모사하고 있다는 점에서 충분히 의미 있는 결과라고 생각된다. 향후 내재적 시간 적분 방법을 도입하고, 구조 해석에 있어 보다 정확한 해석 결과를 위한 고차 정확도를 가지는 요소를 적용하는 연구가 진행되면 보다 향상된 해석 결과를 효과적으로 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

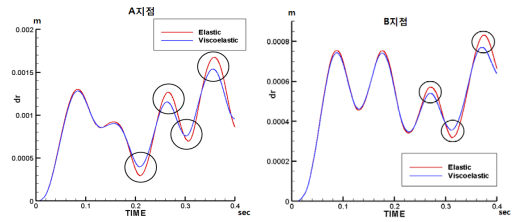


Fig. 4 Comparison between elastic and viscoelastic material models for the B point displacement

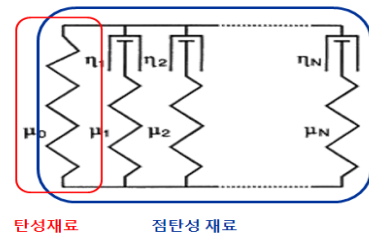


Fig. 5 Generalized Maxwell-element

#### 참 고 문 헌

1. C. Hwang, R. Fiedler, A. Acharya and P.H. Geubelle, Simulation of Fluid-Structure Interaction and Dynamic Fracture Events in Solid Propellant Rockets, Submitted to International Journal for Numerical Method in Engineering, 2003.
2. Hirt CW, Amsden AA and Cook JL, An arbitrary Lagrangian-Eulerian method for all flow speeds. J. Comput. Phys. 1974; 14:227-253. reprinted in J. Comput. Phys. 1997; 135(2):203-216
3. Huerta A and Liu WK. ALE formulation for large boundary motion. In Trans. 10th Int. Conf. Structural Mechanics in Reactor Technology, Vol. B, Anaheim, 1989; 335-346.
4. Hee Sung, Choi., "ALE based Fluid Structure Interaction Simulation of Solid Propellant Rocket," M.S. thesis, Seoul National University, 2009